



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64C 30/00 (2021.05)

(21)(22) Заявка: 2020143594, 29.12.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.12.2020

Дата регистрации:
16.08.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.12.2020

(45) Опубликовано: 16.08.2021 Бюл. № 23

Адрес для переписки:

140180, Московская обл., г. Жуковский, ул.
Жуковского, 1, ФГУП "ЦАГИ", отдел 80

(72) Автор(ы):

Башкиров Игорь Геннадьевич (RU),
Гильзев Дмитрий Ильсурович (RU),
Горбовской Владлен Сергеевич (RU),
Дементьев Александр Александрович (RU),
Иванюшкин Анатолий Кириллович (RU),
Кажан Андрей Вячеславович (RU),
Кажан Вячеслав Геннадьевич (RU),
Карпов Евгений Владимирович (RU),
Новгородцев Егор Валентинович (RU),
Шаныгин Александр Николаевич (RU),
Шенкин Андрей Владимирович (RU),
Фомин Данил Юрьевич (RU),
Чернышев Сергей Леонидович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает Министерство промышленности
и торговли Российской Федерации
(Минпромторг России) (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2517629 C1, 27.05.2014. RU
2138423 C1, 27.09.1999. RU 196781 U1, 16.03.2020.
RU 196671 U1, 11.03.2020.

(54) Сверхзвуковой самолет

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиации, в частности к административным сверхзвуковым самолетам большой дальности. Сверхзвуковой самолет содержит фюзеляж, носовая часть которого отклонена по отношению к горизонту вниз, стреловидное V-образное крыло, мотогондолу с расположенной в ней силовой установкой, состоящей из двух и более двигателей с надкрыльевыми воздухозаборниками и соплом. При этом носовая часть фюзеляжа до наплыва крыла выполнена в виде профилированного тела вращения с удлинением 8-12 и отклонена по отношению к горизонту вниз на угол 3-5°, корневая часть крыла выполнена с углом

поперечного V, равным 9-12°, и плавно сопряжена с фюзеляжем при помощи наплыва крыла с передней кромкой непрерывной кривизны, концевая часть крыла выполнена с углом поперечного V, равным 0-7°. Задачей и техническим результатом изобретения является разработка аэродинамической компоновки самолета, обеспечивающего достижение высоких аэродинамических характеристик в крейсерском полете, допустимый уровень звукового удара для полета над сушей без ограничений и снижение уровня шума в районе аэропортов на взлетно-посадочных режимах. 3 з.п. ф-лы, 5 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64C 30/00 (2021.05)

(21)(22) Application: **2020143594, 29.12.2020**

(24) Effective date for property rights:
29.12.2020

Registration date:
16.08.2021

Priority:

(22) Date of filing: **29.12.2020**

(45) Date of publication: **16.08.2021 Bull. № 23**

Mail address:

**140180, Moskovskaya obl., g. Zhukovskij, ul.
Zhukovskogo, 1, FGUP "TSAGI", otdel 80**

(72) Inventor(s):

**Bashkirov Igor Gennadevich (RU),
Gilyazev Dmitrij Ilurovich (RU),
Gorbovskoj Vladlen Sergeevich (RU),
Dementev Aleksandr Aleksandrovich (RU),
Ivanyushkin Anatolij Kirillovich (RU),
Kazhan Andrej Vyacheslavovich (RU),
Kazhan Vyacheslav Gennadevich (RU),
Karpov Evgenij Vladimirovich (RU),
Novogorodtsev Egor Valentinovich (RU),
Shanygin Aleksandr Nikolaevich (RU),
Shenkin Andrej Vladimirovich (RU),
Fomin Danil Yurevich (RU),
Chernyshev Sergej Leonidovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj
vystupaet Ministerstvo promyshlennosti i
torgovli Rossijskoj Federatsii (Minpromtorg
Rossii) (RU)**

(54) **SUPERSONIC AIRCRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: invention relates to aviation, in particular to long-range supersonic administrative aircraft. A supersonic aircraft contains a fuselage, the nose of which is deflected downwards with respect to the horizon, a swept V-shaped wing, a nacelle with a power plant located in it, consisting of two or more engines with overwing air intakes and a nozzle. At the same time, the nose part of the fuselage before the wing strake is made in the form of a profiled body of rotation with an elongation of 8-12 and is deflected downwards by an angle of 3-5° with respect to the horizon, the root

part of the wing is made with a transverse V angle equal to 9-12°, and is smoothly mated with the fuselage by means of a wing influx with a leading edge of continuous curvature, the end part of the wing is made with a transverse V angle equal to 0-7°.

EFFECT: developing an aerodynamic layout of an aircraft that ensures the achievement of high aerodynamic characteristics in cruising flight, an acceptable sound impact level for flying over land without restrictions and the reduction of the noise level in the airport area at take-off and landing modes.

4 cl, 5 dwg

Изобретение относится преимущественно к административным (деловым) самолетам большой дальности, предназначенным для совершения деловых поездок руководителями государств, муниципальных органов, крупных предприятий, бизнесменами и т.д., а также для экстренной доставки небольших грузов

5 Реализация сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) с крейсерской скоростью полета 1800...2100 км/час позволит расширить зону однодневных поездок до 6000...7500 км, когда, отбывая из дома утром, днем можно провести совещание в месте прилета и вечером возвратиться домой. Такой режим поездки облегчит пассажиру физиологическую переносимость полета, не нарушит привычный ритм жизни и не
10 потребует непроизводительных затрат времени на адаптацию к местному времени в пунктах прибытия и возвращения.

В отличие от СПС первого поколения (советский Ту-144 и англофранцузский Конкорд) в настоящее время определяющим фактором является минимизация вредного воздействия на окружающую среду - снижение до приемлемых уровней звукового удара
15 при полете со сверхзвуковой крейсерской скоростью и шума на местности в районе аэропорта на взлетно-посадочных режимах. Известно, что при полете самолета на сверхзвуковой скорости возникает ударная волна, которая распространяется в атмосфере до поверхности земли и создает негативное влияние на человека, животных, строительные конструкции и т.д. Кроме того, для осуществления крейсерского полета
20 на сверхзвуковых скоростях используются турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) низкой степени двухконтурности ($m < 2$), что приводит к высокой скорости истечения струи и, как следствие, высокому уровню акустического излучения на режимах взлета-посадки и набора высоты.

Учет экологических ограничений требует поиска и отработки новых технических
25 решений по аэродинамической компоновке, силовой установке и конструкционным материалам, обеспечивающих высокий уровень технико-экономических показателей самолета. Таким образом, для осуществления пассажирских перевозок на сверхзвуковой скорости необходим самолет, обладающий как высоким крейсерским аэродинамическим качеством, допустимым уровнем звукового удара и низким уровнем шума в районе
30 аэропорта при взлете, посадке и наборе высоты.

Известен проект сверхзвукового административного самолета С-21, разрабатываемый ОКБ им. П.О. Сухого совместно с американской фирмой "Гольфстрим" (см. "Московский международный аэрокосмический салон", Москва, изд-во "Афрус", ИПТК "Логос", 1995 г.). Как указывается в источнике, С-21 имеет взлетный вес около 52 т. и рассчитан
35 на перевозку 8...10 пассажиров на дальность до 7400 км. Самолет имеет аэродинамическую компоновку содержащую фюзеляж, значительно выступающий перед крылом с двойной стреловидностью по передней кромке, цельноповоротное переднее горизонтальное оперение, однокилевое вертикальное оперение и три мотогондолы двигателей, две из которых расположены под крылом, а третья - в
40 хвостовой части фюзеляжа. Максимальные габариты пассажирского салона самолета С-21 в поперечном сечении составляют по высоте - 1.86 м, по ширине - 1.6 м. Однако высокий уровень звукового удара (более 45 Па) не позволяет осуществлять полеты над сушей на сверхзвуковой скорости. В связи с этим область использования С-21 как сверхзвукового самолета ограничена полетами через океан. Кроме того,
45 эксплуатационные затраты для С-21 более чем в два раза превышают затраты для дозвуковых аналогов вследствие его существенно большей стоимости (40...50 млн долларов вместо 18...25 млн долларов) и примерно втрое большего расхода топлива.

Известен сверхзвуковой самолет (см. патент RU 2100253 C1, МПК В64С 30/00, 6.12.95

г.), содержащий фюзеляж, стреловидное крыло с механизацией, силовую установку, состоящую из двух и более двигателей, шасси, вертикальное оперение, аэродинамические органы управления, систему управления, фюзеляж плавно сопряжен с крылом и с верхней частью мотогондолы и не выступает за сопла двигателей, двигатели размещены в единой мотогондole, при этом воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки находятся на расстоянии $0,6 \dots 0,8$ длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка, каждая половина крыла выполнена из трех секций, причем величины относительных размахов корневой и промежуточной секций крыла в долях полуразмаха крыла в точках излома составляют значения $0,2 \dots 0,35$ и $0,6 \dots 0,75$ соответственно, углы стреловидности по передней кромке составляют $70^\circ - 82^\circ$ для корневой секции, $55^\circ - 65^\circ$ для промежуточной секции и $35^\circ - 55^\circ$ для концевой секции, стреловидности задних кромок концевой и промежуточной секций составляют значения $\pm 10^\circ$, а величина корневой хорды крыла составляет значение $0,8 \dots 1,0$ длины фюзеляжа. Однако самолет, прежде всего из-за расположения воздухозаборников под крылом, имеет уровень звукового удара в крейсерском полете более 40 Па и не содержит технических решений, обеспечивающих выполнение норм по шуму в районе аэропорта.

Известен сверхзвуковой деловой самолет "Аерион" (см. патент США №5897076, МПК В64С 30/00, В64С 3/14, 27.04.1999 г.), разрабатываемый фирмой RENO (США), содержащий ламинаризованное крыло относительно малого удлинения с малым углом стреловидности. Однако такое крыло не обеспечивает снижения звукового удара и, кроме того, не обеспечивает необходимых для пассажирского самолета запасов устойчивости на больших углах атаки, возможных при расчетных порывах ветра.

Известен также сверхзвуковой самолет с крылом большой стреловидности (см. патент США №4828204, МПК В64С 30/00, В64С 1/00, 05.09.1989 г.), содержащий фюзеляж, передняя секция которого расположена перед крылом, центральная секция конструктивно объединена с крылом, задняя секция фюзеляжа выступает за заднюю кромку крыла. Передняя секция фюзеляжа и часть его центральной секции имеют наклоненные вовнутрь боковые стенки, образующие в продольном направлении поверхность с одинарной кривизной. Центральная секция имеет нижнюю поверхность, сочлененную с нижней поверхностью крыла таким образом, что фюзеляж нигде не выступает ниже крыла. Две гондолы двигателей, установленные на нижней поверхности крыла по обе стороны фюзеляжа, имеют воздухозаборники, расположенные позади передней кромки крыла. Самолет содержит два вертикальных киля, каждый из которых установлен вблизи соответствующего конца крыла, выше и ниже его плоскости хорд. На каждом конце крыла имеется дополнительная поверхность, которая может поворачиваться относительно поперечной оси, обеспечивая управление самолета по крену и тангажу. Очевидно, аэродинамическая компоновка оптимизирована под сверхзвуковой крейсерский режим полета, в связи с чем крыло самолета имеет малое удлинение и площадь. Для размещения салона и относительно большого количества топлива фюзеляж самолета имеет большую длину. В результате, его смачиваемая поверхность а, следовательно, его аэродинамическое сопротивление и вес конструкции возрастают. Трапецевидная форма поперечного сечения фюзеляжа нерациональна с точки зрения работы конструкции на избыточное давление внутри фюзеляжа, что также увеличивает вес его конструкции. Данная форма поперечного сечения также не оптимальна для обеспечения высокого комфорта пассажирам, т.к. максимальная ширина кабины должна находиться на уровне локтей, а не на уровне пола. Разнесенные по размаху крыла мотогондолы двигателей частично разгружают крыло, однако требуют усиления конструкции крыла для восприятия сосредоточенных нагрузок.

Разнесенные мотогондолы увеличивают примерно на 20% волновое сопротивление и примерно на 40% сопротивление трения мотогондол, что связано с формой самих гондол (площадь миделевого сечения мотогондолы примерно в 1.5 раза превышает площадь входа в воздухозаборник) и ростом их смачиваемой поверхности по сравнению с компоновкой двигателей в единой интегрированной мотогондole. Кроме того, применение разнесенных мотогондол усложняет задачу по обеспечению балансировки самолета при отказе одного из двигателей.

Известен сверхзвуковой самолет (см. патент США № US 6,921,045 B2, МПК В64С 30/00, В64С 23/04, 26.07.2005), содержащий удлиненный фюзеляж, крыло большой стреловидности с углом поперечного V и с органами управления на задней кромке, хвостовое оперение с обратным V, опирающееся на заднюю часть крыла и киль, а также гондолы двигателей, расположенные под задней частью крыла. Судя по публикациям, этот вариант самолета оптимизирован для достижения минимально возможного уровня звукового удара. Однако удлиненный фюзеляж, максимальный диаметр которого вынесен вперед относительно передней кромки наплыва крыла, требует усиления конструкции для обеспечения необходимой жесткости и создает дополнительное сопротивление трения. В результате, по оценкам, значение аэродинамического качества на крейсерском режиме не превышает величины 6...6.5. Расположение воздухозаборников под крылом полезно для повышения коэффициента восстановления полного давления, однако, по результатам проведенного авторами эксперимента в аэродинамической трубе, сильные возмущения потока от воздухозаборников фактически сводят на нет все мероприятия по снижению звукового удара от планера самолета.

Известен сверхзвуковой самолет (см. патент RU №2212360 C1, МПК В64С 30/00, В64С 1/00, 20.09.2003), содержащий фюзеляж, крыло, расположенную в хвостовой части фюзеляжа силовую установку с установленным на ней вертикальным оперением, переднее горизонтальное оперение и шасси, причем крыло смещено назад относительно фюзеляжа и выполнено трапециевидным, в месте соединения фюзеляжа с крылом на верхней части фюзеляжа выполнен косой срез, переходящий в горизонтальную площадку, на которой расположены воздухозаборники силовой установки, а корневая и консольная часть крыла имеют либо нулевую и положительную V-образность соответственно, либо корневая часть крыла имеет V-образность большую, чем консоли крыла. Однако, как и у предыдущего варианта, удлиненная носовая часть фюзеляжа требует усиления конструкции для обеспечения необходимой жесткости и создает дополнительное сопротивление трения, а также усложняет проблему реализации потребной с аэродинамической точки зрения центровки. Применение верхних воздухозаборников в компоновке с ПГО, по всей видимости, невозможно из-за высокой вероятности попадания вихрей. Аналогичная проблема для указанной компоновки возможна и в отношении вихрей, сходящих с места сочленения крыла и фюзеляжа а также, на некоторых режимах, с боковой кромки косого среза. Кроме того, применение крыла положительной V-образности с углами 20...30° приводит к заметному увеличению поперечной устойчивости и невозможности балансировки по крену при появлении угла скольжения.

Кроме того, все приведенные выше варианты сверхзвуковых самолетов не содержат технических решений, обеспечивающих выполнение норм по шуму в районе аэропорта, создаваемого, в основном, сверхзвуковой струей двигателей малой или умеренной степени двухконтурности.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению, принятому за прототип, является сверхзвуковой самолет (см. патент RU 2391254 C2, МПК В64С 30/00, В64С 1/38,

27.11.2008 г.), содержащий фюзеляж, стреловидное крыло с механизацией, силовую установку, состоящую из двух и более двигателей, надкрыльевых воздухозаборников и сопел, систему управления, при этом нос фюзеляжа выполнен с радиусом 0.1...5 мм в вертикальной плоскости и радиусом 300...1500 мм в горизонтальной плоскости с наклоном нижней поверхности по отношению к горизонтальной плоскости на угол 25...35°, корневая секция крыла выполнена с криволинейной на плановой проекции передней кромкой и с углом поперечной V-образности, равным 3...9° с углом стреловидности 80...86°, профиль передней кромки корневой секции крыла выполнен с радиусом закругления, задняя кромка корневой секции крыла выполнена с изломом, на конце выступающей за вертикальное оперение части крыла выполнен руль высоты, который объединен с горизонтальным оперением, сверхзвуковые воздухозаборники двигателей размещены над верхней поверхностью корневой части крыла по бокам фюзеляжа и выполнены в виде кругового сегмента с углом раскрытия 100...130°, нижняя хвостовая часть интегрированного с мотогондолами фюзеляжа переходит в плоскую в поперечном направлении поверхность и заканчивается рулем высоты, критическое сечение сверхзвукового сопла прямоугольного сечения расположено над верхней поверхностью фюзеляжа, а по бокам сопла расположено двухкилевое вертикальное оперение. Однако уровень звукового удара СПС, выбранного за прототип, в крейсерском полете более 30 Па и дополнительное лобовое сопротивление на сверхзвуковых скоростях, обусловленное наклоном на угол 25...35° нижней поверхности носовой части фюзеляжа и относительно большой площадью обечаек сегментных воздухозаборников. Такие воздухозаборники не обеспечивают стандартного коэффициента восстановления полного давления и требуют системы регулирования в зависимости от режима полета. Кроме того, плоское сопло с нижней панелью клина расширения не обеспечивает снижения шума на взлетном режиме.

Задачей и техническим результатом изобретения является разработка аэродинамической компоновки СПС и технических решений, обеспечивающих достижение высоких аэродинамических характеристик в крейсерском полете, допустимый уровень звукового удара для полета над сушей без ограничений и снижение уровня шума в районе аэропортов на взлетно-посадочных режимах.

Решение задачи и технический результат достигаются тем, что в сверхзвуковом самолете, содержащем фюзеляж, стреловидное крыло, мотогондолу с расположенной в ней силовой установкой, состоящей из двух и более двигателей с надкрыльевыми воздухозаборниками и соплом, носовая часть фюзеляжа до наплыва крыла выполнена в виде профилированного тела вращения с удлинением 8...12 и отклонена по отношению к горизонту вниз на угол 3...5°, корневая часть крыла выполнена с углом поперечного V, равным 9...12°, и плавно сопряжена с фюзеляжем при помощи наплыва крыла с передней кромкой непрерывной кривизны, концевая часть крыла выполнена с углом поперечного V, равным 0...7°.

Технический результат достигается также тем, что надкрыльевые воздухозаборники выполнены с фиксированным углом клина сжатия 7...9°, имеют форму неравнобокой трапеции, установлены над наплывом крыла и примыкают к боковой части фюзеляжа.

Технический результат достигается также тем, что между нижней поверхностью надкрылевого воздухозаборника и наплывом крыла расположен крыльевой клин слива пограничного слоя, между боковой стенкой воздухозаборника и фюзеляжем установлен фюзеляжный клин слива пограничного слоя, в пространстве между ними образован канал забора воздуха на продувку двигательного отсека, выпускные отверстия которого расположены на верхней поверхности мотогондолы в окрестности

сопла.

Технический результат достигается также тем, что надкрыльевой воздухозаборник содержит в области горла систему щелей и перфорацию для перепуска наружу избыточного внутреннего давления.

5 Изобретение иллюстрируется графическими материалами.

Фиг. 1 показан общий вид сверхзвукового самолета.

Фиг. 2 - общий вид воздухозаборников (а), вид сбоку (б) и вид спереди (в), Фиг. 3 изображена общая схема сопла на режимах взлета-посадки и набора высоты с шумоглушением (а) и вид сбоку (б).

10 Фиг. 4 - общая схема сопла на режимах транс- и сверхзвукового полета (а) и вид сбоку (б).

Фиг. 5 представлена форма эпюры избыточного давления от СПС в крейсерском горизонтальном полете на поверхности земли.

Сверхзвуковой самолет выполнен по аэродинамической схеме - бесхвостка с
15 горизонтальным оперением, с расчетной степенью продольной статической неустойчивости на дозвуковых и устойчивости при сверхзвуковых скоростях (см. фиг. 1) и содержит фюзеляж 1, стреловидное крыло 2, наплыв крыла 3, надкрыльевые воздухозаборники 4, объединенную для двух или более двигателей интегрированную с хвостовой частью фюзеляжа мотогондолу 16 и сопло 5, вертикальное оперение 6,
20 горизонтальное оперение 7, систему управления (на фигуре не представлены). Носовая часть фюзеляжа 1 до наплыва крыла 3 отклонена по отношению к горизонту вниз на угол $3...5^\circ$ и выполнена в виде профилированного тела вращения с удлинением $8...12$, создающей на крейсерском режиме полета возмущенное давление $13...18$ Па в головном скачке уплотнения с последующим нарастанием избыточного давления до $20...24$ Па.
25 В результате, реализуется плавное нарастание избыточного давления в эпюре звукового удара на земле (фиг. 5).

Каждая консоль крыла 2 содержит корневую и концевую части, а также сопряжена с фюзеляжем при помощи плавного наплыва 3 крыла 2. Величины относительных размахов наплыва 3 и корневой крыла в долях полуразмаха крыла 2 в точках излома
30 составляют значения $0.2...0.35$ и $0.6...0.75$ соответственно. Углы стреловидности по передней кромке составляют $70...82^\circ$ для наплыва крыла, $55...65^\circ$ для корневой части крыла и $35...50^\circ$ для концевой части крыла.

Корневая секция крыла выполнена с углом поперечного V, равным $9...12^\circ$ и плавно сопряжена с фюзеляжем при помощи наплыва крыла с передней кромкой непрерывной
35 кривизны, концевая части - с углом поперечного V, равным $\approx 0...7^\circ$. Большой угол стреловидности наплыва крыла в месте сочленения с фюзеляжем обеспечивает минимальные возмущения потока, что благоприятно для снижения уровня звукового удара и волнового сопротивления. Плавное нарастание возмущений от крыла предотвращает появление вихрей в месте сочленения. Наличие умеренного угла
40 поперечного V практически не сказывается на характеристиках устойчивости и управляемости, но благоприятно для снижения звукового удара. Закругление передней кромки увеличивает объемы крыла и значение максимально допустимого угла атаки, что снижает требования к эффективности и скорости перекладки органов управления при компенсации воздействия порывов ветра, а также увеличивает аэродинамическое
45 качество при дозвуковых скоростях за счет реализации подсасывающей силы. При этом, как известно, при дозвуковой передней кромке возрастания волнового сопротивления при сверхзвуковом обтекании не происходит. Задняя кромка наплыва крыла выполнена с изломом, причем положение излома по размаху превышает размах

сопла, угол стреловидности кромки, соединяющей заднюю точку концевой сечения корневой части крыла и точку излома составляет $-70...-80^\circ$, причем на конце выступающей за вертикальное оперение по размаху части крыла выполнен руль высоты.

Наличие заднего наплыва большой стреловидности благоприятно как при
 5 сверхзвуковых скоростях полета, поскольку работает в области положительной интерференции с консолями крыла, так и на больших углах атаки при воздействии порыва при малых дозвуковых скоростях, поскольку на его верхней поверхности у кромки образуется продольный вихрь, предотвращающий отрыв потока с верхней поверхности фюзеляжа и, как следствие, затягивающий появление "ложки" в
 10 характеристике продольного момента, а также повышающий аэродинамическую эффективность руля высоты. Объединение руля высоты с горизонтальным оперением повышает их аэродинамическую эффективность, а расположение горизонтального оперения практически в следе за задним наплывом корневой части крыла обеспечивает работу консоли горизонтального оперения в скосах, близких к 1° , что повышает
 15 эффективность горизонтального оперения, особенно для создания пикирующего момента при отклонении механизации по задней кромке консолей крыла.

Надкрыльевые воздухозаборники двигателей 4 (фиг. 2а, б, в) с фиксированным углом клина сжатия $7...9^\circ$ имеют форму неравнобокой трапеции, установлены над наплывом крыла 3 и примыкают к боковой части фюзеляжа. Между нижней поверхностью
 20 надкрыльевого воздухозаборника 4 и наплывом крыла 3 расположен крыльевой клин слива пограничного слоя 9 высотой $50...80$ мм, между боковой стенкой воздухозаборника и фюзеляжем установлен фюзеляжный клин слива пограничного слоя 10 высотой $180...250$ мм, а в пространстве между ними образован канал для забора воздуха на продувку двигательного отсека, выпуск которого осуществляется через
 25 щели на верхней поверхности мотогондолы в окрестности верхнего ряда створок сопла 5 (фиг. 3а, б) воздушно-реактивного двигателя. Кроме того, избыточное внутреннее давление в воздухозаборнике перепускается наружу через систему щелей 11 в области горла на клине сжатия и перфорацию 12 на боковых стенках воздухозаборника.

В сверхзвуковой части сопла 5 воздушно-реактивного двигателя за его критическим сечением между киями вертикального оперения 6 расположены верхние 13 и нижние
 30 ряды 14 отклоняемых по управляющему сигналу шумоглушения створок, разделяющих струю на $8...12$ секций (фиг. 3а). По управляющему сигналу шумоглушения створки верхнего и нижнего рядов отклоняются синхронно на различные углы $0...200^\circ$ от нижней стенки 15 в соседних (смежных) секторах. Для дополнительной подачи наружного
 35 воздуха в сверхзвуковую часть сопла используется эжектор. Второй нижний ряд отклоняемых створок расположен ниже по потоку за первым рядом нижних створок с возможностью отклонения на углы $0...120^\circ$. На транс- и сверхзвуковых режимах полета управляющий сигнал шумоглушения отсутствует, эжектор перекрыт, створки нижних рядов установлены под нулевым углом по отношению к нижней стенке, а все створки
 40 верхнего ряда отклоняются на одинаковые углы $0...20^\circ$ по отношению к нижней стенке (фиг. 4а, б).

Остальные элементы, узлы и системы выполнены на основе известных принципов и методов проектирования. Таким образом, проблема осуществления эффективного
 45 крейсерского сверхзвукового полета СПС с учетом ограничений по уровню звукового удара и шума на местности достигается за счет разных групп признаков. Во первых, наиболее эффективным способом снижения звукового удара является уменьшение веса самолета. Предлагаемый СПС рассчитан на перевозку $6...12$ пассажиров, что позволяет обеспечить взлетный вес менее 30 тс. Во вторых, используется оптимальная для снижения

уровня звукового удара носовая часть фюзеляжа. В третьих, реализуется надкрыльевое расположение воздухозаборников силовой установки с обеспечением их высокой газодинамической эффективности за счет развитой системы управления пограничным слоем. В четвертых, обеспечивается плавное сопряжение наплыва крыла с фюзеляжем и рациональные форма в плане и профилировка крыла. Для снижения шума в районе аэропорта применено сопло с перемешиванием струй газа из двигателей на взлетно-посадочных режимах над экраном в виде килей вертикального оперения и одностороннего клина расширения сопла. Наибольший эффект будет достигнут при одновременном использовании указанных признаков и их рациональном взаимном расположении.

В результате, по сравнению с прототипом, самолет практически не теряет в аэродинамических и весовых характеристиках, однако обеспечивает существенное снижение уровня звукового удара и шума на местности.

(57) Формула изобретения

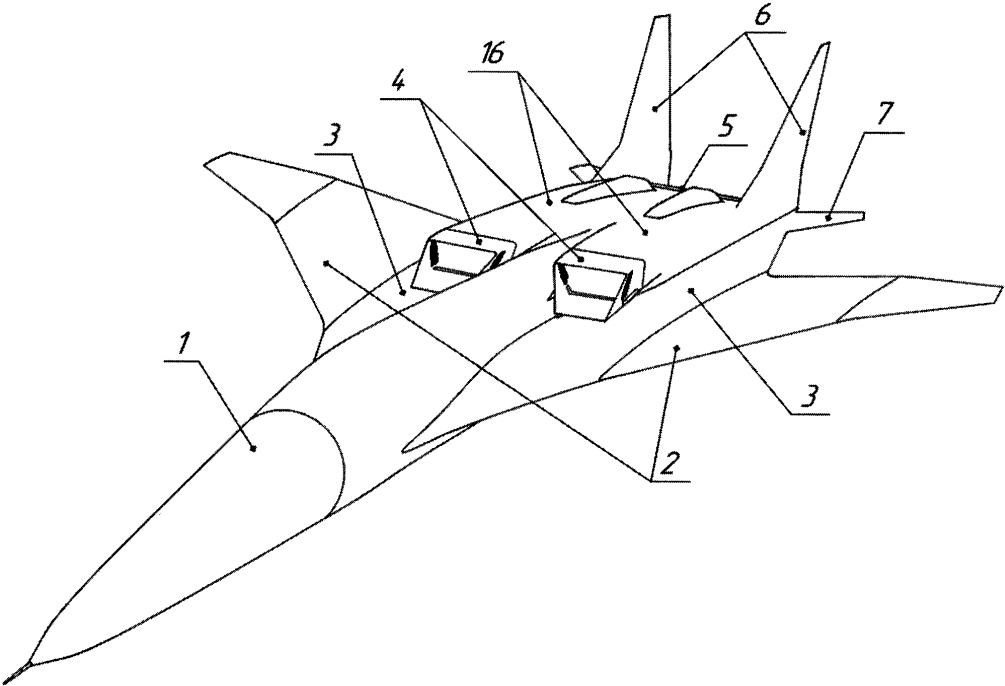
1. Сверхзвуковой самолет, содержащий фюзеляж, носовая часть которого отклонена по отношению к горизонту вниз, стреловидное V-образное крыло, мотогондолу с расположенной в ней силовой установкой, состоящей из двух и более двигателей с надкрыльевыми воздухозаборниками и соплом, отличающийся тем, что носовая часть фюзеляжа до наплыва крыла выполнена в виде профилированного тела вращения с удлинением 8-12 и отклонена по отношению к горизонту вниз на угол $3-5^\circ$, корневая часть крыла выполнена с углом поперечного V, равным $9-12^\circ$, и плавно сопряжена с фюзеляжем при помощи наплыва крыла с передней кромкой непрерывной кривизны, концевая часть крыла выполнена с углом поперечного V, равным $0-7^\circ$.

2. Сверхзвуковой самолет по п. 1, отличающийся тем, что надкрыльевые воздухозаборники выполнены с фиксированным углом клина сжатия $1...9^\circ$ имеют форму неравнобокой трапеции, установлены над наплывом крыла и примыкают к боковой части фюзеляжа.

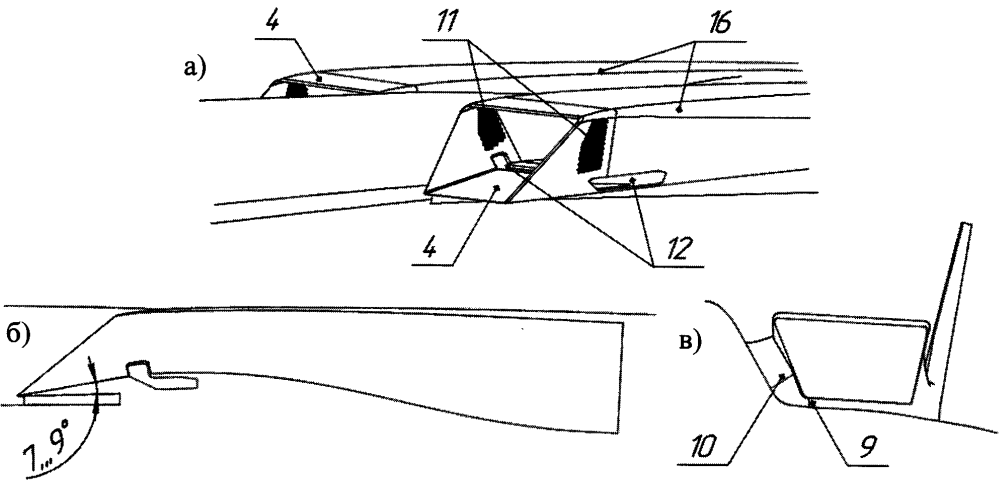
3. Сверхзвуковой самолет по п. 1, отличающийся тем, что между нижней поверхностью надкрыльевого воздухозаборника и наплывом крыла расположен крыльевой клин слива пограничного слоя, между боковой стенкой воздухозаборника и фюзеляжем установлен фюзеляжный клин слива пограничного слоя, в пространстве между ними образован канал забора воздуха на продувку двигательного отсека, выпускные отверстия которого расположены на верхней поверхности мотогондолы в окрестности сопла.

4. Сверхзвуковой самолет по п. 1, отличающийся тем, что надкрыльевой воздухозаборник содержит в области горла систему щелей и перфорацию для перепуска наружу избыточного внутреннего давления.

1

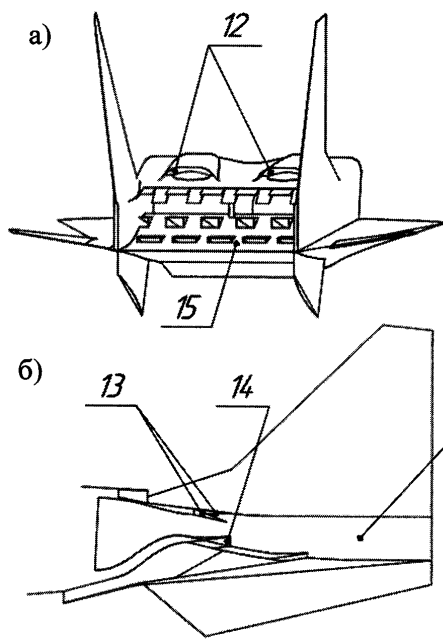


Фиг. 1

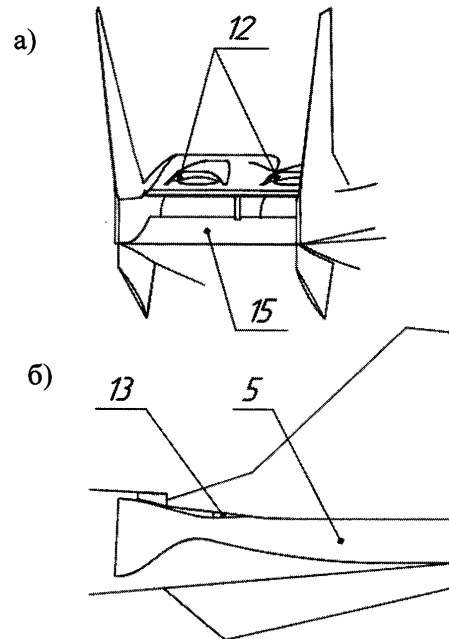


Фиг. 2

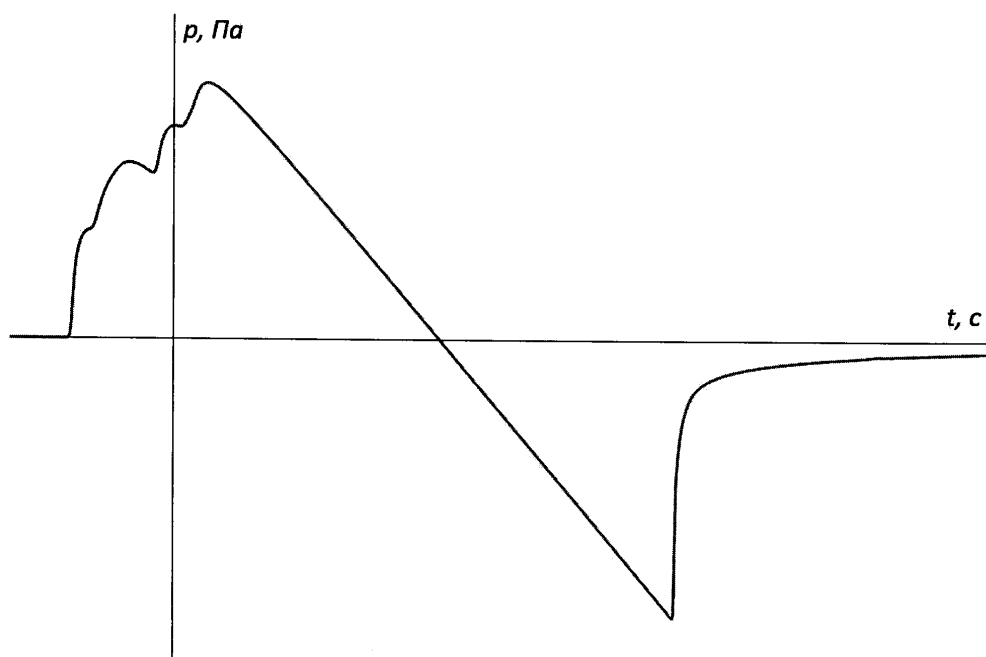
2



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5